

5. Полиновский А. Ю., Лещинер Л. Б. Авиационные центробежные насосные агрегаты. М.: Машиностроение, 1978.
6. Карпушин В. В. Исследование центробежного насоса с изменяемым сечением входа в лопаточный венец колеса.— В сб.: Лопаточные машины и струйные аппараты. Вып. 6. М.: Машиностроение, 1971.
7. Печ, Даунинг. Разработка комбинированного топливного насоса с убирающимися пластинами и центробежной ступенью для газотурбинных двигателей.— Тр. амер. о-ва инж.-мех. Теоретические основы инженерных расчетов, 1976, № 4.
8. Чебаевский В. Ф., Петров В. И. Кавитационные характеристики высокооборотных шнекоцентробежных насосов. М.: Машиностроение, 1973.
9. Иванов А. И., Косицын И. П., Куликов К. И., Шадрин К. К. О некоторых особенностях работы шнекоцентробежного насоса на режимах дросселирования.— В сб.: Проектирование и доводка авиационных газотурбинных двигателей /КуАИ, 1982.
10. Нечаев Ю. Н., Федоров Р. М. Теория авиационных газотурбинных двигателей. Ч. 1. М.: Машиностроение, 1977.

УДК 621.438—226.1

Ф. Ф. Невзоров, Н. У. Тугушев

О МЕТОДЕ АДАМСА ДЛЯ ДИФФЕРЕНЦИАЛЬНОГО УРАВНЕНИЯ ТУРБУЛЕНТНОГО ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ НА ПРОФИЛЕ РЕШЕТКИ ГАЗОВОЙ ТУРБИНЫ

Расчет турбулентного пограничного слоя на профиле плоской турбинной решетки сводится к интегрированию дифференциального уравнения [1]

$$\frac{d\delta^{**}}{dx} + \frac{\delta^{**}}{U} \frac{dU}{dx} (2 + H) = C_f, \quad (1)$$

где $U=U(x)$ — распределение скоростей на внешней границе пограничного слоя; $\delta^{**} = \int_0^{\delta} \left(1 - \frac{u}{U}\right) \frac{u}{U} dy$ — толщина по-

терянного импульса; $H = \delta^*/\delta^{**}$ — параметр пограничного слоя; $C_f = \tau/\rho U^2$ — коэффициент трения; $u=u(x)$ — распределение скоростей внутри пограничного слоя (рис. 1).

Введем переменную $y = \ln \text{Re}^{**} = \ln \frac{U\delta^{**}}{\nu}$, тогда уравнение

(1) преобразуется таким образом:

$$\frac{dy}{dx} = \frac{C_f \lambda v_{кр}}{Fe^y} - \frac{\lambda'}{\lambda} (1 + H), \quad (2)$$

где $v_{кр} = \sqrt{\frac{2k}{k+1} RT_1^*}$ — критическая скорость, определенная по температуре газового потока на входе в решетку.

Интегрирование уравнения (2) удобно провести методом Адамса 4-го порядка с шагом $h=1/500$ полной длины дуги профиля спинки и $1/500$ полной длины дуги профиля корыта [2].

Обозначив $F(x, y) = \frac{C_f \lambda v_{кр}}{v e^y} - \frac{\lambda'}{\lambda} (1+H)$, уравнение (2) представим в виде:

$$\frac{dy}{dx} = F(x, y), \quad y_*(x_0) = \ln(\text{Re}_{кр}) \quad (3)$$

Пусть $y=y(x)$ — искомое решение уравнения (3) и допустим, что в точках $x_i = x_0 + ih$, где $i = \overline{1, N}$ справедливо интегральное уравнение

$$y(x_{i+1}) = y(x_i) + h \int_0^1 F[(x_i + ht, y(x_i + ht))] dt. \quad (4)$$

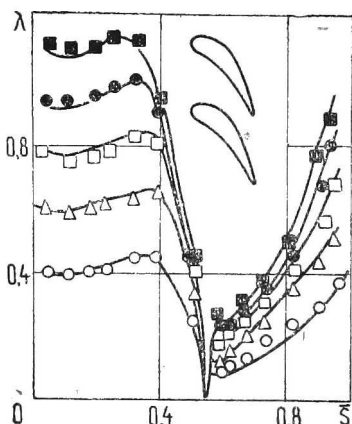


Рис. 1. Распределение скоростей по профилю лопатки турбины:

— расчет по методу интегрального уравнения [4];
экспериментальные данные при λ_2 ад, равном: \circ — 0,38; \triangle — 0,57; \square — 0,74; \bullet — 0,89; \blacksquare — 1,07

Заменяя в интегральном уравнении (4) интеграл в правой части конечной суммой, находим:

$$y_{n+1} = y_n + h \sum_{i=0}^r \alpha_i \Delta^i F(x_{n-i}, y_{n-i}) \quad \text{или}$$

$$y_{n+1} = y_n + h \sum_{i=0}^r \alpha_i F_{n-i}, \quad (5)$$

где $F_{n-i} = F(x_{n-i}, y_{n-i})$.

Для $r=3$ получаем значения коэффициентов метода Адамса; $\alpha_0 = 55/24$; $\alpha_1 = -59/24$; $\alpha_2 = 37/24$; $\alpha_3 = -9/24$.

Тогда формула (5) преобразуется к виду

$$y_{n+1} = y_n' + h/24 \cdot [55F(x_n, y_n) - 59F(x_{n-1}, y_{n-1}) + 37F(x_{n-2}, y_{n-2}) - 9F(x_{n-3}, y_{n-3})]. \quad (6)$$

Для интегрирования уравнения (2) по формуле (6) составлена программа применительно к ЭВМ ЕС на языке ФОРТРАН-4. Вначале на профиле рассчитывается ламинарный участок по-

граничного слоя [3], а затем точка перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный, в которой $C_f=0$; далее по формуле (6) решается уравнение (2) и определяются параметры турбулентного пограничного слоя [3].

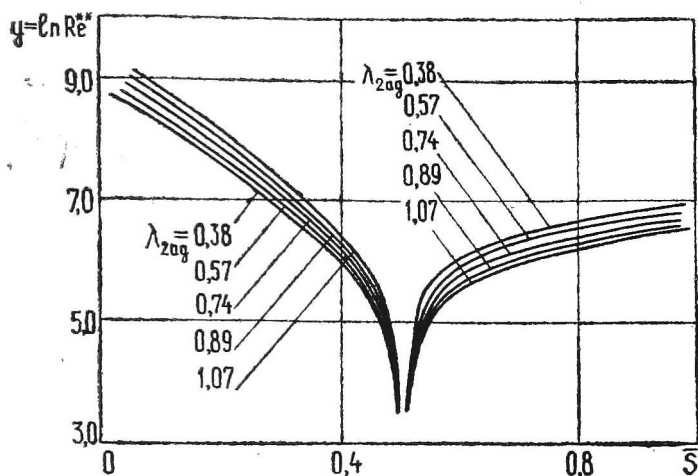


Рис. 2. Результаты интегрирования уравнения (2) по методу Адамса

На рис. 2 приведены результаты интегрирования уравнения (2) на профиле решетки, изображенной на рис. 1. Из рис. 2 видно, что решение плавно (монотонно) изменяется по контуру профиля.

Выводы

1. Расчет турбулентного пограничного слоя на профиле решетки сведен к решению дифференциального уравнения (2) 1-го порядка относительно переменной $y = \ln Re^{**}$.
2. Уравнение (2) эффективно решается методом Адамса 4-го порядка.

Литература

1. Дейч М. Е. Техническая газодинамика. М.: Энергия, 1974.
2. Хофер Э., Лундерштедт Р. Численные методы оптимизации. М.: Машиностроение, 1981.
3. Кутателадзе С. С., Леонтьев А. И. Тепломассообмен и трение в турбулентном пограничном слое. М.: Энергия, 1972.
4. Исаков С. Н., Мамаев Б. И., Литвинов В. Г. и др. Расчет обтекания решеток турбинных профилей сжимаемым потоком. — В сб.: Проектирование и доводка авиационных газотурбинных двигателей /КуАИ, 1981.